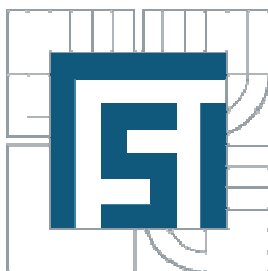




VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONŠTRUKCIA CHVOSTOVÝCH PLÔCH

TAIL UNIT DESIGN

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

MICHAL HOLIŠ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

ING. FRANTIŠEK VANEK

BRNO 2011

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2010/2011

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Michal Holíš

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Konstrukce ocasních ploch

v anglickém jazyce:

The tail unit desing

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Ocasní plochy jsou nedílnou součástí letounů klasické koncepce, zajišťují stabilitu a říditelnost.

Cíle bakalářské práce:

Popište účel a funkci ocasních ploch. Popište používaná uspořádání ocasních ploch a jejich konstrukci.

Seznam odborné literatury:

- [1] SULŽENKO, M.N.: Konstrukce letadel, SNTL, 1953
- [2] SLAVÍK S.: Stavba letadel, ČVUT, 1997
- [3] MERTL V.: Konstrukce a projektování letadel, VUT-FSI, 2000
- [4] DANĚK V: Projektování letadel, VUT-FSI, 1991

Vedoucí bakalářské práce: Ing. František Vaněk

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2010/2011.

V Brně, dne 26.11.2010

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

V tejto bakalárskej práci je vytvorený prehľad možných usporiadaní, konštrukčných riešení a mechanizmov napomáhajúcich stabilite a zníženiu fyzických požiadaviek kladených na pilota.

Úvod je venovaný priblíženiu pojmov, ktoré sa buď v texte vyskytujú alebo sú potrebné pre pochopenie ďalšieho textu. Ďalej sú v práci rozoberané usporiadania, pri ktorých sú uvedené aj výhody a nevýhody jednotlivých koncepcií. Nasledujúce kapitoly sú venované spôsobom vyváženia chvostových plôch a odľahčenia kormidiel. Posledné dve kapitoly sú venované vnútornej konštrukcii chvostových plôch a ich upevneniu k trupu lietadla.

Kľúčové slová

chvostový plocha, stabilizátor, kýl, kormidlo, vyváženie, odľahčenie, stabilita, ovládateľnosť, letecká konštrukcia

Abstract

In this bachelor's thesis is created an overview of possible patterns, designs and mechanisms conducive to stability and reduce the physical demands placed on pilot.

Introduction is dedicated to accession of terms, that is necessary for further understanding or just occur in text. In thesis are further discussed patterns, where are mentioned its advantages and disadvantages. Next chapters describe types of balance and derating of the rudder. Last two chapters describe internal construction of empennage and its fixation to fuselage.

Keywords

empennage, horizontal stabilizer, vertical stabilizer, ruddler, balance, derating, stability, maneuverability, air structure

FSI VUT v Brně – Letecký ústav

Konstrukcia Chvostových plôch

Bibliografická citace

Holiš, M., Konstrukce chvostových ploch, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 31 s., Vedúci bakalárskej práce Ing. František Vaněk

FSI VUT v Brně – Letecký ústav

Konstrukcia Chvostových plôch

Čestné prehlásenie

Prehlasujem, že som túto bakalársku prácu vypracoval samostatne pod vedením Ing. Františka Vaňka a uviedol všetky knižné aj elektronické zdroje z ktorých som čerpal.

V Brne 23.5.2011

Michal Holíš

FSI VUT v Brně – Letecký ústav

Konstrukcia Chvostových plôch

Pod'akovanie

Týmto by som chcel poďakovať vedúcemu svojej bakalárskej práce Ing. Františkovi Vaňkovi za vecné pripomienky a cenné rady, ktoré mi pomohli pri písaní tejto bakalárskej práce.

FSI VUT v Brně – Letecký ústav

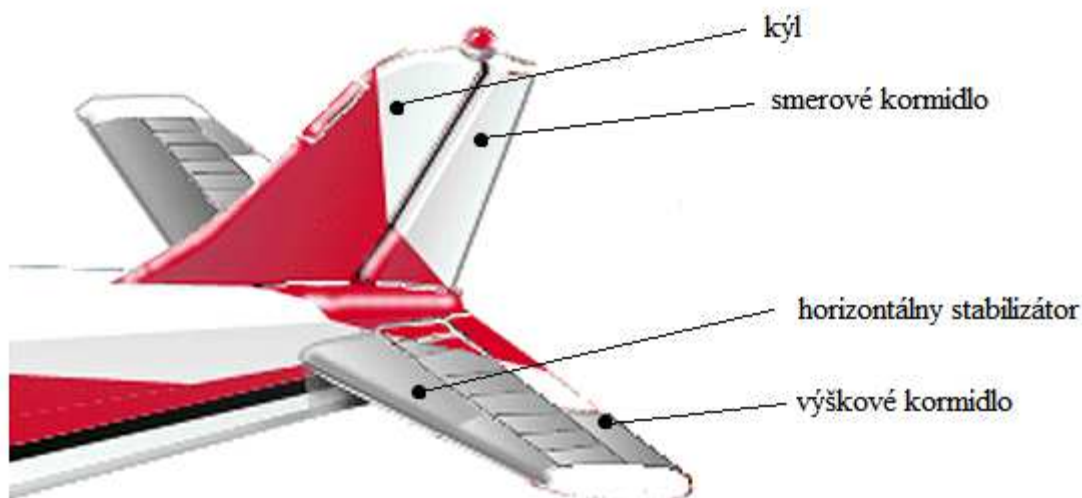
Konstrukcia Chvostových plôch

1. Úvod.....	11
2. Usporiadanie a koncepcia.....	13
2.1 Zvislé chvostové plochy	13
2.2 Vodorovné chvostové plochy	14
2.3 Spôsobu usporiadania vodorovných chvostových plôch.....	15
2.3.1 Vodorovné chvostové plochy umiestnené pred ťažiskom	15
2.3.2 Vodorovné chvostové plochy umiestnené za ťažiskom.....	16
3. Aerodynamické vyváženie kormidiel.....	19
3.1 Zmena uhlu nábehu chvostovej plochy	19
3.2 Vyvažujúce plôšky	19
3.3 Pliešky na odtokovej hrane kormidla	20
3.4 Pružiny pôsobiace na riadiacu páku	20
4. Aerodynamické odľahčenie kormidiel	21
5. Hmotnostné vyváženie kormidiel a plôšok	22
6. Pozdĺžna stabilita, ovládateľnosť a obratnosť	25
6.1 Pozdĺžna stabilita	25
6.2 Pozdĺžna ovládateľnosť	25
6.3 Pozdĺžna obratnosť	26
7. Stranová stabilita, ovládateľnosť a priečna obratnosť.....	27
7.1 Stranová stabilita	27
7.2 Stranová ovládateľnosť.....	28
7.3 Priečna obratnosť.....	28
8. Konštrukcia krídel	29
8.1 Konštrukcie bez nosného potľahu	29
8.2 Geodetické konštrukcie	30

8.3 Konstrukcie s nosným poťahom.....	30
8.3.1 Nosníkové konstrukcie.....	30
8.3.2 Nosníkové pološkrupinové konstrukcie.....	31
8.3.3 Pološkrupinové konstrukcie.....	32
8.3.4 Škrupinové konstrukcie	32
9. Konstrukcia chvostových plôch	34
9.1 Stabilizátory.....	34
9.2 Kýlové plochy.....	36
9.3 Výškové a smerové kormidlá	37
10. Záver.....	39
11. Zoznam použitých zdrojov	40

1. Úvod

Chvostové plochy sa zvyčajne nachádzajú v zadnej časti trupu lietadla. Skladajú sa z vodorovných a zvislých chvostových plôch a ich hlavnou úlohou je zaisťovať stabilitu. Ďalšie delenie je na pevnú a pohyblivú časť. Pevné časti sú horizontálne a vertikálne stabilizátory. Vodorovná časť chvostových plôch bráni lietadlu v samovoľnom nakláňaní sa dopredu alebo dozadu, vyvažuje vztlakovú silu krídel závisiacu na ťažisku tým, že zamedzuje kmitaniu v horizontálnom smere. Zvislá bráni zatáčaní do strán a vyrovnáva tendenciu lietadla otáčať sa opačným smerom akým sa otáča vrtuľa. Pohyblivá časť vodorovných chvostových plôch sa nazýva výškové kormidlo a zvyčajne je uchytené za horizontálnym stabilizátorom (s výnimkou plávajúcich chvostových plôch). Výškové kormidlo je pohyblivý aerodynamický profil, ktorý vytvára kladné a záporné momenty umožňujúce vyvodzovať klopivý moment, ktorým riadi pohyb lietadla hore alebo dole podľa požiadavky pilota. Pohyblivá časť zvislých chvostových plôch sa nazýva smerové kormidlo a spolu s krídelkami na krídlach umožňuje zatáčanie do strán. [1][4][2]



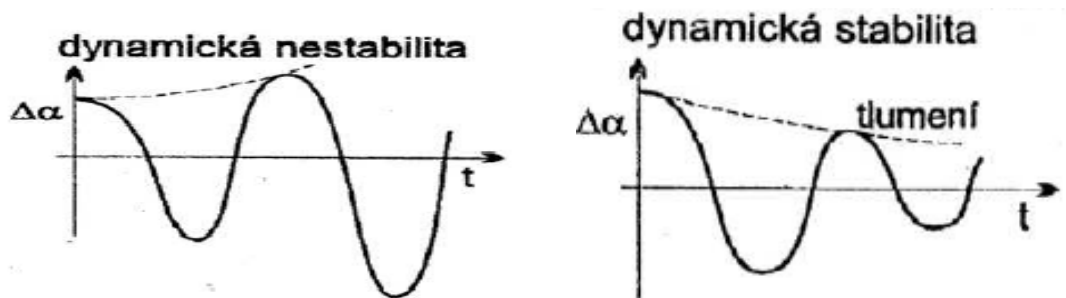
obr. 1.1 časti chvostovej plochy [6]

Vodorovné a zvislé chvostové plochy spolu s kormidlami priečného riadenia slúžia na zaistenie požadovanej riaditeľnosti. Riaditeľnosťou nazývame buď schopnosť letieť v ustálených režimoch, čo sa nazýva ovládateľnosť alebo statická stabilita alebo schopnosť meniť jednotlivé režimy počas neustáleného letu – obratnosť. [1]

Statická stabilita je vlastnosť, ktorá odstraňuje vplyvy zmeny rovnovážnych stavov alebo náhlych poryvov vetra. Statická stabilita je nutná podmienka dynamickej stability. Je to

jav, kedy sa výchylka krídla vplyvom vonkajších síl samočinne tlmí. Ak nie je splnená podmienka statickej stability, počiatočná výchylka krídla sa v čase zväčšuje a tento jav sa nazýva dynamická nestabilita. [1]

Taktiež v zadnej časti lietadla sú uložené čierne skrinky, pretože pri väčšine havárii práve táto časť je najmenej poškodená.



obr. 1.2 dynamická nestabilita a stabilita [1]

2. Usporiadanie a koncepcia

2.1 Zvislé chvostové plochy

Lietadlo v bežných letových podmienkach, čo znamená že vektor rýchlosti leží v rovine symetrie lietadla, nepotrebuje bočnú vyvažovaciu silu na rozdiel od vodorovných chvostových plôch. V rámci ovládateľnosti sa teda riešia iba prípady letov s bočným vetrom alebo letov s vysadením jednej z pohonných jednotiek v prípade viacmotorových lietadiel, kedy je nutná trvalé pôsobenie bočnej sily k zaisteniu priamej letovej dráhy. V rámci stanovenej stability sa vyvodzujú zatačavé momenty, ktoré pôsobia proti vybočeniu avšak tieto momenty sa menia s uhlom nábehu, nakoľko sú zvislé chvostové plochy tienené krídlami. Všetky tieto sily vyvodzuje zvislá chvostová plocha, ktorý môže byť chrbtový a spodný. Chrbtový kýl vplýva primárne na stanovú charakteristiku, pri väčších uhloch vybočenia, sekundárne sa prejavuje zväčšením stanovenej stability pri malých uhloch vybočenia. Efektivita spodného kýlu je vo zväčšení plochy zvislých chvostových plôch, tým pádom sa zväčší aj ich stabilizačný účinok. Spodné kýly sa konštruujú v prevažnej väčšine sklopné (napr. MIG Ye-8, MIG-23). Čo sa týka vrtuľového prúdu, ten nabieha na zvislú chvostovú plochu zošikma, čo spôsobuje nutnosť trvalého vychýlenia kýlu v prípade symetrického profilu. Táto sila sa eliminuje vychýlením smerového kormidla, natočením celej plochy kýlu, vyosením motora alebo nesymetrickým profilom kýlu. [1][4][2]

Smerové riadenie sa zabezpečuje vychýlením smerového kormidla, ktoré vytvára manévrovací moment avšak iba na krátku dobu potrebnú ku zmene kurzu, po dosiahnutí potrebného kurzu tento moment nie je potrebný a kormidlo sa opäť vracia do základnej polohy. [1]

V minulosti bol tvar zvislých chvostových plôch v prevažnej časti kombináciou lichobežníkového a elipsového tvaru, v dnešnej dobe sa takmer výhradne používa zvislá chvostová plocha v tvare lichobežníka, ktorá sa umiestňuje výhradne na zadnú časť lietadla. Umiestnenie v prednej časti sa nevyužíva, pretože takto umiestnená chvostová plocha bráni výhľadu pilota z kokpitu lietadla. Pri jednomotorových lietadlách tvoria väčšinou jednu plochu v osi symetrie trupu lietadla, pri lietadlách s dvoma alebo viacerými motormi sa zvykne používať viacero plôch, ktoré sú umiestnené v osi vrtule z dôvodu zvýšenia ich účinku na začiatku štartu a počas letu s vypnutým motorom. Tieto chvostové plochy sú dvojité a sú buď votknuté do trupu (napr. stíhacie lietadlá F-14, MIG-29, SU-37), alebo umiestnené na koncoch vodorovných chvostových plôch (napr. Junkers JU-390). Zdvojené chvostové plochy sa používajú taktiež v prípade dvojitého trupu lietadla (viz. Lockheed P-38 Lightning – obr. 2.2, F-82 twin mustang – obr. 2.1). Ďalšie výhody sú v prípade zlyhania jedného

z motorov, zmenšujú indukovaný odpor zabránením vyrovnaniu tlakov na koncoch vodorovných chvostových plôch a tým zvyšujú ich vztlak a znižujú celkovú výšku lietadla. Nevýhodou môže byť interferencia medzi plochami, vyšší odpor nakoľko plocha takéhoto riešenia chvostovej plochy je väčšia. V prípade zvislých chvostových plôch umiestnených na konci vodorovných chvostových plôch je aj ich namáhanie väčšie. Taktiež je problematické aj zaistiť rovnakú výchylku smerového kormidla. [1][4][2]



naľavo obr. 2.1 F-82 twin mustang [7], napravo obr. 2.2 Lockheed P-38 Lightning [8]

Po konštrukčnej stránke sú zvislé chvostové plochy riešené vždy ako delené, zložené z kýlu a smerového kormidla. Kýl môže byť tvorený buď ako jedno alebo dvoj – nosníková konštrukcia s jedným nosníkom vpredu a druhým vzadu, pričom na zadnom nosníku je uchytené smerové kormidlo, alebo ako dvojnosníková škrupina v prípade veľkých lietadiel. Smerové kormidlo konštrukčne pripomína klapku krídla a je najčastejšie je tvorené torznou skriňou s jedným nosníkom, pri malých a jednoduchých lietadlách zvykne byť ako nosník použitá trubka. [1][4][2]

2.2 Vodorovné chvostové plochy

Ich tvar sa zvyčajne robí podobným tvaru krídla, v súčasnej dobe je najviac rozšírený lichobežníkový tvar, avšak môžeme sa stretnúť aj s obdĺžnikovými, a eliptickými tvarmi. Profily vodorovných chvostových plôch bývajú najčastejšie symetrické, pretože výsledná vztlaková sila musí byť približne rovnaká v oboch smeroch. Nesymetrické profily sú využívané iba vtedy, ak potrebujeme v jednom smere vytvoriť väčšiu vztlakovú silu. Okrem tvaru ich môžeme ďalej rozlišovať podľa počtu plôch (0-samokrídlo až 3), výšky uchytenia (navrchu, v strede alebo dole pod zvislými chvostovými plochami) a či sú uchytené napevno alebo letmo (plávajúce chvostové plochy). [1][4][2]

Okrem toho polohou musia zaisťovať svoju dostatočnú účinnosť vo všetkých letových stavoch, čo znamená, že nesmú byť tienené rázovým odtrhnutím prúdu za krídlom, pri vysunutých vztlakových klapkách, nemajú byť ofukované spalínami z tryskových motorov, ich účinnosť nesmie byť znižovaná vplyvom trupu a nesmú tieniť zvislé vodorovné plochy pri vývrtke a ich dolná poloha je obmedzená požadovanou vzdialenosťou vychýleného výškového kormidla od zeme. [1][4][2]

2.3 Spôsobu usporiadania vodorovných chvostových plôch

Z konštrukčného hľadiska rozlišujeme dva typy usporiadania vodorovných chvostových plôch:

- umiestnené pred ťažiskom
- umiestnené za ťažiskom, väčšinou na konci trupu

2.3.1 Vodorovné chvostové plochy umiestnené pred ťažiskom

Kačacie vodorovné chvostové plochy

Tento typ chvostových plôch sa ako jediný umiestňuje pred ťažisko lietadla, pre to názov chvostové nie je príliš presný, v českej literatúre sa vyskytuje aj slovo *příďový*. Výhodou je menšia plocha krídla a aj to, že jeho obtekanie nie je rozrušené prúdením za krídlom. Ich nevýhodou je obmedzený výhľad z kokpitu pilota, prípadne nerovnomerný vstup prúdu do motora ako aj to, že sa musí klásť oveľa väčší dôraz na ich návrh ako v prípade umiestnenia za ťažiskom. Toto usporiadanie sa vo veľkej miere v dnešnej dobe používa pri stíhačkách a konštrukčne sa navrhuje ako plávajúca chvostová plocha (napr. Eurofighter Typhoon, Dassault Rafale – obr. 2.3, SU-47 Berkut – obr. 2.4). [1]



naľavo obr. 2.3 Eurofighter Typhoon [9], napravo obr. 2.4 SU-47 Berkut [10]

2.3.2 Vodorovné chvostové plochy umiestnené za ťažiskom

Klasické vodorovné chvostové plochy

Nachádzame ich na strednej alebo hornej časti trupu, kde majú os mierne posunutú buď dopredu alebo dozadu voči zvislým chvostovým plochám z toho dôvodu, aby sa zamedzilo vzájomnému tieneniu chvostových plôch. Ich výhodou je jednoduché konštrukčné riešenie. Nachádzame ich prevažne na dopravných lietadlách napríklad Transall C-160 (obr. 2.5) alebo Alenia C – 27J Spartan (obr. 2.6).



naľavo obr. 2.5 Transall C – 160 [11], napravo obr. 2.6 Alenia C – 27J Spartan [12]

T – chvostové plochy

Na vrch zvislých chvostových plôch sa umiestňujú samostatné plochy vo vodorovnej polohe čo sa týka funkčnej aj konštrukčnej stránky.

Ich výhoda je, že majú väčšiu účinnosť, pretože nie sú tak ovplyvnené prúdením za krídlom a menšie poškodenie v prípade núdzového pristátia bez podvozku, čo sa využíva hlavne pri vetroňoch. Avšak nevýhoda je vo väčších nárokoch na tuhosť zvislých chvostových plôch. Tieto chvostové plochy môžeme nájsť napríklad na lietadlách Airbus A400M (obr. 2.7) alebo Boeing C-17 (obr. 2.8). [1]



naľavo obr. 2.7 Airbus A400M [13], napravo obr. 2.8 Boeing C-17[14]

Združené chvostové plochy

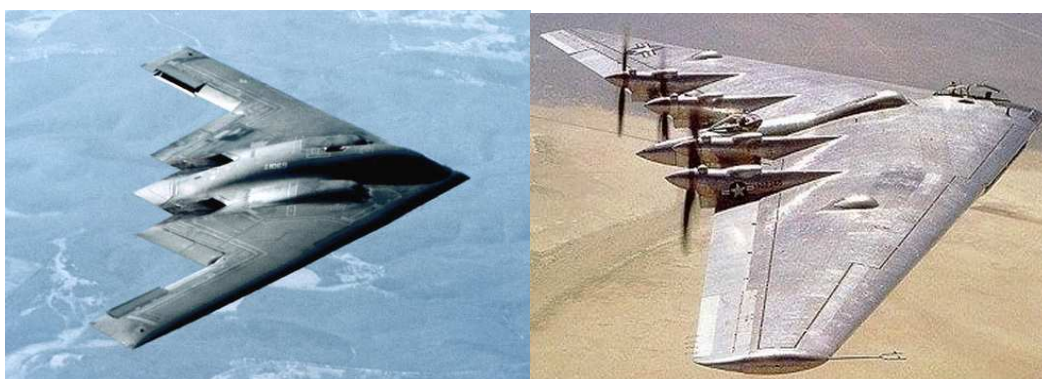
Pracujú na základe rozkladu vztlakovej sily. Zvislé zložky plnia funkciu výškového kormidla, vodorovné nahrádzajú smerové kormidlo. Ich výhodou je menšia plocha a tým aj menší odpor avšak tieto plochy musia byť väčšie ako by boli bežné chvostové plochy, nevýhodou je nutnosť eliminácie druhotného klonivého momentu, čo komplikuje riadenie a zároveň zvýšené požiadavky na tuhosť trupu, pretože tieto plochy produkujú vysoké krútiace momenty. Príkladom lietadla zo združenými chvostovými plochami je stíhačka F-117 Nighthawk (obr. 2.9). Ďalšie neobyčajné konštrukcie združených chvostových plôch nájdeme napríklad na bezpilotnom lietadle MQ-1 Predator (obrátené združené chvostové plochy), chvostové plochy tvaru X, čo sú vlastne dvojité združené chvostové plochy využité pri prototyp Lockheed XFV (obr. 2.10) alebo chvostové plochy typu „pelikán“, ktorý je experimentálny typ chvostových plôch pre stíhacie lietadlá. [1]



naľavo obr. 2.9 F-117 Nighthawk [15], napravo obr. 2.10 prototyp Lockheed XFV[16]

Samokrídlo

Lietadlá, ktoré majú všetky ovládacie aj stabilizačné prvky umiestnené na krídle, nemajú stabilizátor a výškové kormidlá sú pri odtokovej hrane krídla. Smerové kormidlo môže byť buď na konci krídla alebo v rovine súmernosti lietadla a musí byť oveľa väčšie ako v prípade normálneho lietadla, pretože rameno aerodynamických síl vzhľadom k ťažisku je malé. Zvislá chvostová plocha nemusí byť v prípade samokrídla s veľkým šípmom krídla. Výškové kormidlo v tomto prípade je taktiež uchytené na krídle, prípadne býva spojené s krídelkom do jednej pohybujúcej sa časti (elevony). Príkladom takýchto lietadiel sú bombardéry B-2 Spirit (obr. 2.11) alebo Northrop YB-35 (obr. 2.12). [1]



naľavo obr. 2.11 B-2 Spirit[17], napravo obr. 2.12 Northrop YB-35[18]

Plávajúce alebo nedelené chvostové plochy

Jedná sa o jednu plochu, ktorá sa celá otáča okolo hriadeľa na ktorom je uchytená a kombinuje funkciu stabilizátora a kormidla. Ich nevýhodou je ťažšie konštrukčné riešenie a ovládanie, avšak výhodou je väčšia účinnosť po dosiahnutí nadzvukovej rýchlosti. Ďalšou výhodou je menšia plocha, čo redukuje aerodynamický odpor. Táto konfigurácia sa používa pri vodorovných chvostových plochách lietadiel, ktoré majú schopnosť letieť rýchlosťou zvuku a vyššou, teda najmä pri stíhacích lietadlách. [1]



naľavo obr. 2.13 F – 15[19], napravo obr.2.14 MIG – 29 [20]

3. Aerodynamické vyváženie kormidiel

Aerodynamické vyváženie kormidiel sa používa pri nastavení rovnováhy lietadla na eliminovanie konštantnej sily, ktorú by musel pilot vyvíjať na riadiacu páku počas celého trvania letu. Táto sila je pomerne malá počas vodorovného letu s priaznivým počasím, ale počas zlých poveternostných podmienok a pri pristávaní môže byť sila vyvíjaná pilotom na riadiacu páku veľmi veľká hlavne pri veľkej ploche kormidiel. Eliminácia tejto sily sa dosahuje zredukovaním závesového momentu pri určitom uhle nábehu a v určitej výchyľke kormidla na nulu, avšak pri každej inej výchyľke kormidla musí vznikáť závesový moment. Úlohou aerodynamického vyváženia je vyvolať nový závesový moment, ktorý je nastavovaný z kokpitu pilotom. Prestavením aerodynamického vyváženia pilot dosiahne zmenu režimu, pre ktorý je sila v riadení nulová, avšak týmto spôsobom neznižuje silu v riadení keď je potreba vychýliť sa z ustáleného režimu letu. Preto sa eliminuje zvláštnymi vyvažovacími prostriedkami ktorých je hneď niekoľko: [3]

- Zmena uhlu nábehu chvostovej plochy
- Vyvažujúce plôšky
- Vyčnievajúce pliešky
- Pružiny pôsobiace na riadiacu páku

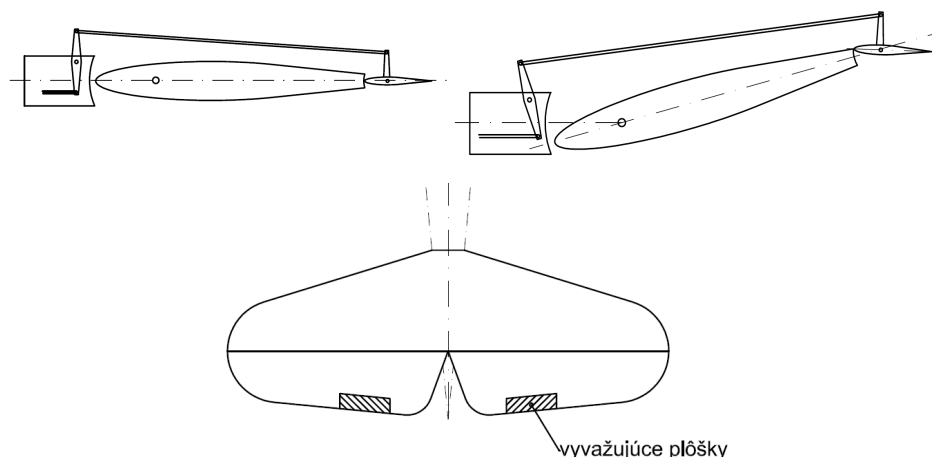
3.1 Zmena uhlu nábehu chvostovej plochy

Tento prostriedok vyváženia sa vzťahuje iba na pozdĺžne vyvažovanie. Touto zmenou sa mení uhol nábehu vodorovných chvostových plôch ako celku a tým sa vytvára požadovaný závesový moment. Toto riešenie komplikuje celú konštrukciu a zvyšuje celkovú váhu lietadla, avšak veľká výhoda je v tom, že takto nastavený stabilizátor pomáha svojim účinkom výškovému kormidlu v takých letových režimoch ako sú pristátie, vybranie strmhlavého letu alebo let v transsonickej oblasti. Tento spôsob sa používal ako jediný približne do začiatku tridsiatych rokov minulého storočia, kedy bol zavedený spôsob vyvažovania pomocou vyvažovacích plôšok. [3]

3.2 Vyvažujúce plôšky

Vyvažujúce plôšky sú užitočné hlavne pri dlhotrvajúcich letoch. Jedná sa o malú pohyblivú plochu uchytenú na výškovom kormidle, ktorá sa nastavuje pomocou skrutky umiestnenej vo vnútri výškového kormidla. Výchyľka sa nastavuje pri štarte alebo pred pristátím pomocou samostatného volantu alebo rukoväte. Sú súčasťou ako zvislých

chvostových plôch, tak aj vodorovných chvostových plôch a krídelok a ich rozmery závisia na veľkosti sily, ktorú majú vyvažovať. Len pre predstavu stíhacie lietadlá majú túto plochu 2-3% kormidla, u väčších lietadiel sa veľkosť tejto plochy pohybuje okolo 4-5%. Na smerových kormidlách sa tieto plôšky využívajú aj na vyváženie momentu ktorý vzniká od vrtuľového prúdu a pri dvoj a viacmotorových lietadlách sa využíva v prípade rozdielného nastavenia niektorého z motorov. Táto plocha na smerovom kormidle sa pohybuje v rozmedzí od 3% pre jednomotorové až do 10% pre viacmotorové lietadlá. [2]



obr. 3.1 vyvažujúce plôšky [2]

3.3 Pliešky na odtokovej hrane kormidla

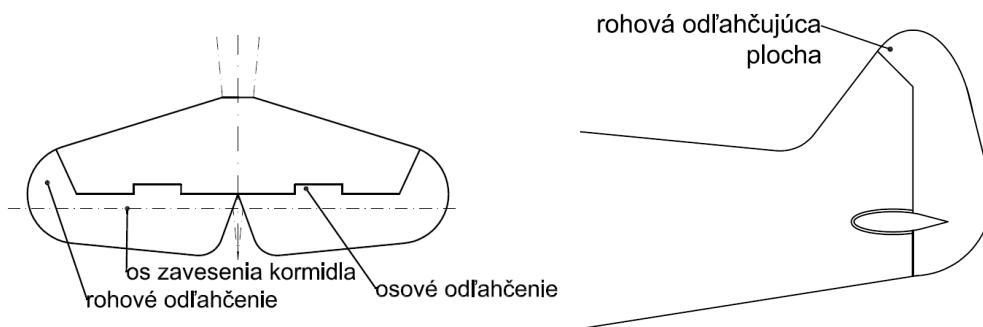
Namiesto vyvažujúcich plôšok sa taktiež zvyknú na kormidlá upevňovať malé pliešky rovnakého tvaru ako vyvažujúce plôšky vyčnievajúce z odtokovej hrany kormidla. S týmito plieškami pilot nemá možnosť hýbať počas letu, pretože sa nastavujú na zemi natrvalo po zalietaní lietadla továrnym pilotom. Tieto pliešky majú úlohu zaisťovať, aby počas bežného cestovného režimu letu bola sila v riadení nulová aj bez použitia ďalších vyvažujúcich prostriedkov. Táto technika vyváženia sa však používa prevažne len pre vyrovnanie technických nepresností spôsobených počas výroby lietadla. [3]

3.4 Pružiny pôsobiace na riadiacu páku

Pri tomto spôsobe sa používa pružina uchytená k riadiacej páke, na ktorej pilot môže nastavovať napätie a tým aj silu pôsobiacu na riadiacu páku. tento spôsob sa však používa len zriedka. [3]

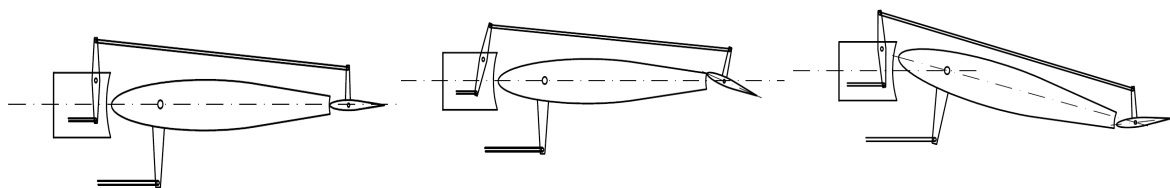
4. Aerodynamické odľahčenie kormidiel

Cieľom aerodynamického odľahčenia je zmenšiť silu na riadiacu páku lietadla, ktorú musí pilot vyvinúť keď je potrebné zmeniť letový režim. Pri použití aerodynamického odľahčenia nenastáva zmena vyváženia lietadla. Ako najčastejšie riešenie sa používa uchytanie časti kormidla pred os závesu, ktorá sa takto priblíži k pôsobisku aerodynamickej sily na kormidle. Týmto dosiahneme, že aerodynamické zaťaženie na plochu kormidla pred závesom do určitej miery kompenzuje zaťaženie za závesom. Plocha pred závesom môže pritom byť buď po celej dĺžke kormidla alebo iba v rohu poprípade vo vnútri krídla kde je spravené vybranie ktoré vyvoláva pretlak alebo podtlak na príslušnej strane krídla. Ďalšie čo vplýva na sily v riadení je uhol odtokovej hrany kormidla. Čím je tento uhol väčší, tým menšia je riadiaca sila, takže uhol odtokovej hrany sa pri niektorých lietadlách robí úmyselne veľký, pretože sily v riadení sa môžu zmeniť aj mechanickým poškodením s poťahu kormidiel, napríklad pri ich údržbe. Ďalším veľmi účinným spôsobom odľahčenia je odľahčovacia klapka. Je konštruovaná ako vyvažujúca plôška avšak s tým rozdielom, že jej uhol sa nedá nastavovať pilotom z kokpitu, ale je kinematicky uchytaná na stabilizátore, s ktorým týmto spôsobom udržuje rovnobežnosť. [2]



naľavo obr. 4.1 odľahčenie vodorovnej chvostovej plochy, napravo obr. 4.2 odľahčenie zvislej chvostovej plochy [2]

Snahy o úsporu hmotnosti vedú taktiež ku zlučovaniu odľahčovacej a vyvažujúcej funkcie na jednej ploche, ktoré môžu prebiehať súčasne (viz. obrázok 4.3). Tiahlo pripojenia plôšky ku stabilizátoru je zavesené na dvojramennej páke, ktorá umožňuje predstavenie základnej polohy pomocnej plôšky pri nevychýlenom kormidle (vyvažovanie) a pri otáčaní kormidla núti táto kinematická väzba natočenie plôšky proti vychylke – odľahčovanie. [2]



obr. 4.3 zľava: počiatočná poloha, vyváženie, odľahčenie [2]

Na lietadlách s plochou krídel niekoľko desiatok m^2 nie je možné zaistiť sily v riadení ktoré by boli prijateľné pre pilota ani pri plnom využití aerodynamického odľahčenia, preto v takých to prípadoch používame servoriadenie, ktoré umožňuje ovládať veľmi presne aj veľké lietadlá. Ich princíp spočíva v tom, že pilot nehýbe priamo s kormidlom, ale riadiacou plôškou na konci krídla podobnej odľahčovacej alebo vyvažujúcej plôške avšak s rozdielnym typom ovládania. Pilot teda pohybuje iba touto plôškou a celou plochou kormidla následne pohybuje závesový moment týmto vyvedený. Nevýhoda je však v tom, že ak na riadiaca plocha nie je ofukovaná, nedá sa vychýľovať kormidlo a tiež fakt, že pilot nevie ako veľmi je kormidlo vychýlené, čo sa dá čiastočne odstrániť spojením kormidla s plôškou pomocou pružiny. Takýmto spôsobom sa dá aspoň čiastočne ovládať kormidlo aj počas veľmi malých rýchlostí lietadla. Výhoda takéhoto riadenia oproti elektrickému alebo hydraulickému servoriadeniu je v nízkej hmotnosti a vysokej spoľahlivosti. [2]

5. Hmotnostné vyváženie kormidiel a plôšok

Pri zrýchlenom pohybe lietadla alebo pri rozkmitaní jeho častí môžu zotrvačné sily vznikajúce v kormidle spôsobovať nežiadúce výchylky a tým vyvolať zmeny aerodynamických síl, ktoré následne spôsobujú samobudené kmitanie. Najbežnejšie na odstránenie tohto javu sa používa práve hmotnostné vyvažovanie, ktoré sa pevne uchyťí na kormidlo tak, aby moment od zotrvačných síl k osi otáčania bol vyvažovaný práve týmto závažím. Po vyvážení je výsledný moment zotrvačných síl k osi otáčania bol nulový a kormidlo sa pri zrýchlenom lete chová tak, ako keby bolo pevne spojené so stabilizátorom. [4]

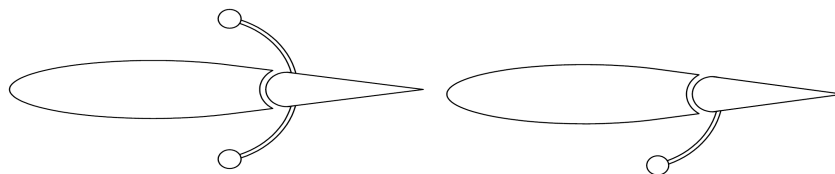
Podľa typu zrýchlenia pri akom má závažie zabráňovať samovoľnému vychýľovaniu výkyvných častí vplyvom zotrvačných síl delíme vyvažovanie na statické a dynamické. [4]

Statické vyváženie je dosiahnuté vtedy, keď je ťažisko plochy na osi otáčania zotrvačnými silami vznikajúcimi pri posuvnom zrýchlenom pohyb. [4]

Dynamické vyváženie záleží na polohe osí otáčania výkyvnej plochy a uhlového zrýchlenia oblúka, ktorý opisuje lietadlo počas zrýchlenia. Ak sú obe osi na seba kolmé, tak je dosiahnuté dynamické vyváženie, ak je deviačný moment hmoty výkyvnej časti k týmto osiam nulový. Ak sú osi rovnobežné, dynamické vyváženie dosiahneme tak, že ťažisko výkyvnej časti umiestnime pred os otáčania. [4]

Nakoľko sa nedá dosiahnuť úplné hmotnostné vyváženie pohyblivých častí, teda kormidiel a plôšok, pre všetky možné zrýchlené pohyby, je treba pri každom lietadle uvažovať možné spôsoby kmitania a najnebezpečnejšie prípady, pri čom sa snažiť, aby každá takto vyvážená časť bola zároveň vyvážená aj pre všetky ostatné zrýchlené pohyby ktoré môžu počas letu nastať. Potrebná veľkosť vyváženia je závislá od letovej rýchlosti lietadla, teda čím je lietadlo rýchlejšie, tým tesnejšie je treba lietadlo vyvážiť a naopak, pre pomalšie lietadlá letiace do 400 km/h sa pripúšťa pomerne veľké nevyváženie, nakoľko je u nich nebezpečenstvo trepotania menšie. [4]

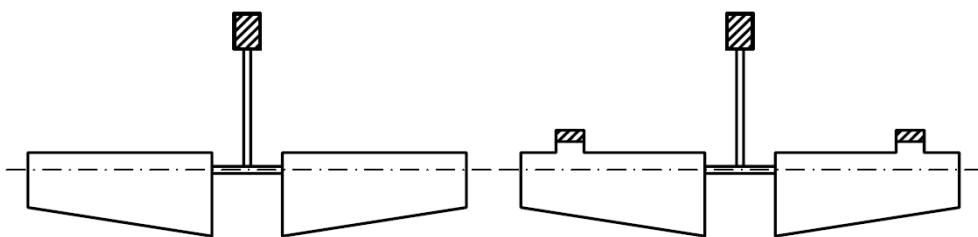
Nakoľko vyvažujúce závažia do určitej miery ovplyvňujú hmotnosť konštrukcie, je snaha o čo najväčšie zredukovanie ich hmotnosti, ktoré sa dosahuje použitím veľkého ramena pomocou ktorého sa toto závažie pripojí k ploche. Nakoľko je ale hrúbka profilu pomerne malá, tak aj priestor pre rameno zo závaží je značne obmedzený, preto sa kedysi umiestňovali vyvažujúce závažia mimo profilov (*obr. 5.1*), čo však zvyšovalo odpor lietadla a taktiež aj námraza mohla spôsobiť zmeny vo vyvážení. [4]



obr. 5.1 hmotnostné vyváženie kormidla závažími mimo profilu [4]

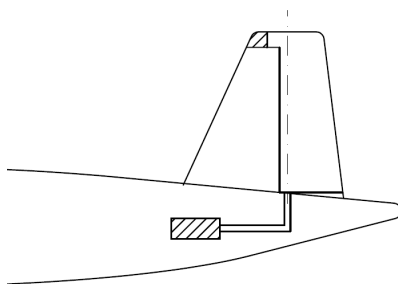
Hmotnostné vyváženie výškových a smerových kormidiel sa najčastejšie robí pomocou sústredenej hmoty, nakoľko veľmi úzky profil neumožňuje vyváženie po celej ploche ako v prípade krídelok. [4]

Pre vodorovné chvostové plochy sa najčastejšie používajú dve a viac sústredených hmôt (*obr. 5.2*), avšak v niektorých prípadoch stačí ak použijeme jednu vyvažujúcu hmotu, ale v oboch prípadoch platí, že hmotu umiestňujeme čo najbližšie k závesu kormidla. V prípade použitia dvoch vyvažujúcich závaží sa umiestňujú do miesta rohového odľahčenia síl v riadení, ak nie je na lietadle použité, tak sa hmotnostné vyváženie umiestňuje na konci kormidla. V prípade rýchlych lietadiel sa používajú tri hmoty, z ktorých je jedna umiestnená v rovine symetrie a ďalšie dve sú na kraji kormidla. Ak stačí jedno závažie, tak sa umiestňuje len do roviny symetrie, pretože v tomto prípade je možné ukryť vyváženie v trupe lietadla aj napriek dlhému ramenu. [4]



obr. 5.2 hmotnostné vyváženie výškového kormidla [4]

Smerové kormidlo sa hmotnostne vyvažuje buď jednou alebo dvoma časťami. V prípade jednej časti sa používa uchytenie závažia na konci kormidla a to buď vo vrchnej časti v odľahčovacej ploche alebo v spodnej časti, kde je umiestnená vo vnútri trupu lietadla. Ak sa na vyvážení podieľajú dve závažia tak sú umiestnené na oboch koncoch kormidla (obr. 5.3). [4]



obr. 5.3 hmotnostné vyváženie smerového kormidla [4]

V prípade použitia viacerých chvostových plôch sa vyvažujú kormidlá buď každé samostatne alebo ak je dostatočne tuhé riadenie sa dá zvoliť riešenie zlúčenia časti vyvažujúcich hmôt jednotlivých kormidiel do jedného celku a umiestnenie vo vnútri trupu lietadla. [4]

Vyváženie v prípade delených zvislých chvostových plôch, čo sa využíva ak sú na zvislých chvostových plochách uchytené vodorovné chvostové plochy, je treba vyvážiť každú časť kormidla samostatne. Vyváženie oboch častí zároveň sa robí iba v prípade ak je spojenie oboch častí dostatočne tuhé na to, aby sa dali považovať za jeden celok. [4]

6. Pozdĺžna stabilita, ovládateľnosť a obratnosť

6.1 Pozdĺžna stabilita

Pozdĺžna stabilita je vlastnosť, ktorá zabezpečuje automatické odstraňovanie výchyľiek vytvorených odchýlkami od uhla nábehu napríklad od turbulencie. Táto vlastnosť sa overuje prudkým vychýlením lietadla z rovnovážnej polohy, napríklad potlačením riadiacej páky alebo zvýšením rýchlosti, a sledovaním jeho ďalšieho chovania, kde skúmame dva režimy letu a to s voľným kormidlom, kedy pilot po vychýlení lietadla pustí riadiacu páku, alebo s pevným kormidlom, kedy po vychýlení pilot drží riadiacu páku v rovnakej polohe ako pred poruchou a sleduje ďalšie chovanie lietadla. Pri tejto skúške sa zisťujú kmity lietadla, ktoré môžu byť buď rýchle, na ktoré pilot nestíha reagovať, nakoľko kmitanie sa prejavuje iba veľmi krátkym intervalom. Tieto kmity musia byť tlmené buď samotnou konštrukciou lietadla alebo s pomocou elektroniky. Druhý typ kmitov sú kmity pomalé (tzv. fugoidálne) ktoré trvajú niekoľko desiatok sekúnd alebo aj celé minúty. Sú to kmity, ktoré zapríčiňujú pozvolné nakláňanie lietadla, ktoré môže viesť až ku strate ovládateľnosti. Tieto kmity nemusia byť nijak tlmené, pilot ich zisťuje pomocou prístrojov, nakoľko kôli dĺžke ich trvania si ich zoznačiatku neuvedomuje a stačí ich vyrovnávať pomocou kormidla, nakoľko ich perióda je veľmi dlhá. [3]

6.2 Pozdĺžna ovládateľnosť

Kritériom pozdĺžnej ovládateľnosti je sila na 10%. Jedná sa o silu, ktorou musí pôsobiť pilot na riadiacu páku po prechode z vyváženého letu, kedy je sila v riadení nulová, aby dosiahol zmeny rýchlosti letu o 10%. Táto sila nesmie byť ani príliš veľká ani malá, pretože malá sila na 10% robí riadenie lietadla príliš ľahkým a dostatočne neinformuje pilota o zmene režimu letu, veľká zhoršuje ovládateľnosť a zmena rýchlosti vyžaduje veľké úsilie vynaložené pilotom alebo nutnosť hneď po zmene rýchlosti znova vyvážiť lietadlo aby sa zmiernila veľkosť sily potrebná k riadeniu. Sila na 10% je pre rôzne kategórie lietadiel rôzna, školné lietadla majú túto silu pomerne veľkú, akrobatické lietadla nízku, ale pre konkrétny typ lietadla je táto sila približne konštantná nezávisle na letovej rýchlosti alebo výške, avšak ju menia vplyvy, ktoré zasahujú do obtekania lietadla ako napríklad rázové vlny v transsonickej oblasti alebo vysunutie pristávacích klapiek. Na ovplyvnenie sily na 10% sa buď môže zmeniť nastavenie kormidiel, usporiadanie lietadla alebo sa dajú použiť aj jednoduché zariadenia, ktoré vyvíjajú určitú stálu silu na páku kormidla, čím ale riadiaca páka nie je voľná, ale snaží sa nakloniť v určitom smere. Smer sily určuje či bude sila na 10% väčšia

alebo menšia a to tak, že ak je sila na páku orientovaná dozadu, tak sa sila na 10% znižuje a ak je páka posúvaná smerom dopredu, tak sa táto sila zväčšuje. Len pre predstavu pri stíhacích lietadlách sa táto sila pohybuje medzi 1 a 2 kg, pre veľké lietadlá môže presahovať aj 10 kg. Jedným zo zvláštnych prípadov pozdĺžnej ovládateľnosti je riadenie lietadla pri pristávaní. V týchto prípadoch je nutné použiť čo najväčší vztlak aby bola pristávacia rýchlosť čo najnižšia čo vyúsťuje do tendencie lietadla naklápať sa smerom dopredu, ktorý je tým väčší, čím sú účinnejšie pristávacie klapky a čím je lietadlo bližšie k zemi, tým viac zemský povrch bráni zošikmeniu prúdu za krídlom čo opäť naklápa lietadlo smerom na nos. Preto musí mať pristávajúce lietadlo oveľa viac vychýlené výškové kormidlo ako lietadlo počas bežného letu letiace vo veľkej výške. V prípade vodorovných chvostových plôch, ktoré sú malé na to aby zamedzil naklápaniu sa lietadla na nos, musí lietadlo pristávať pri vyšších rýchlostiach. [3]

6.3 Pozdĺžna obratnosť

Kritériom pozdĺžnej obratnosti je sila na násobok. Je to sila, ktorú musí pilot vyvinúť na riadiacu páku aby sa násobok (t.j. vztlak musí byť n -krát väčší ako váha lietadla aby sme udržali lietadlo v obrate alebo zatáčke) zvýšil o jeden stupeň. Pretože sila na násobok závisí na pozdĺžnej statickej stabilite a tým pádom aj na polohe ťažiska voči neutrálnemu bodu lietadla (t.j. bodu, pre ktorý je súčiniteľ klopivého momentu nulový). Ak je ťažisko príliš vpred, je sila na násobok veľká, pretože sa lietadlo bráni zmene letového režimu. Ak je ťažisko v neutrálnom bode, sila na násobok nespôsobuje zmena uhlu nábehu žiaden klopivý moment, ale aj napriek tomu má ešte sila na násobok určitú veľkosť, nakoľko lietadlo prekonáva lietadlo ešte tlmiaci moment. Sila na násobok klesne na nulu až v prípade keď je ťažisko za neutrálnym bodom. V určitej kombinácii nastavenia neutrálneho bodu a ťažiska, ktoré sa nazýva aj dynamický bod lietadla, nie je potrebná žiadna sila na to, aby vznikol násobok. V prípade umiestnenia ťažiska za dynamický bod nám hrozí, že riadiaca páka sa sama snaží viesť kormidlo tak, aby vznikali veľké násobky v čom jej pilot musí brániť. Sila na násobok nie je konštantná, ale musí sa postupne zväčšovať. túto silu neovplyvňuje pružina umiestnená na kormidle, pretože sila od pružiny je stále rovnaká, ale ovplyvňujú ju závažia umiestnené na výškovom kormidle, kde sa v zakrivenom lete sila od závažia zväčšuje úmerne od násobku a taktiež závažie dáva silu úmernú násobku a teda ak ťahá závažie riadiacu páku dozadu, znižuje silu na násobok a ak ťahá závažie páku dopredu, tak zase zväčšuje silu na násobok. I tu platí, ako v prípade pozdĺžnej ovládateľnosti, že veľká sila zhoršuje obratnosť a kladie veľké požiadavky na fyzickú kondíciu pilota, ale v prípade malej naopak hrozí nebezpečenstvo, že pilot môže ľahko prekročiť maximálny násobok náhodným miernym potiahnutím riadiacej páky a tým spôsobiť deštrukciu lietadla. Vhodná veľkosť sily závisí hlavne na dovolených násobkoch lietadla, kde pri maximálnom násobku by mal pilot ťahať asi 10-15 kg na jednu ruku. Len pre obraz pre stíhacie lietadlá sa táto sila zvykne pohybovať

medzi 2-4 kg, pre veľké lietadlá, ktoré sa riadia volantom pomocou oboch rúk môže sila na násobok prekročiť 20 kg. [3]

7. Stranová stabilita, ovládateľnosť a priečna obratnosť

7.1 Stranová stabilita

V rámci stranovej stability máme 3 základné pohyby, ktoré sú navzájom viazané dokopy a to sú klonenie, zatáčanie a bočný posun a vždy sa vyskytujú v určitých kombináciách a tieto pohyby sa po poruche letového režimu objavajú všetky naraz, avšak záleží na charaktere výchylky, ktorý z týchto pohybov sa prejaví najviac na výslednej poruche. Z týchto kombinácií je najmenej zaujímavý tlmivo-klonivý pohyb. Je to otáčavý pohyb lietadla, okolo pozdĺžnej osi, vyvolaný nejakým náhodným vplyvom, ktorý je rýchlo tlmivý, takže zatáčanie lietadla je sotva poznateľné. Druhým typom kombinovaného stranového pohybu je špirálový pohyb inak nazývaný špirálová divergencia. Svoj názov dostal, pretože v prípade nestability ťahá lietadlo do strmej zatáčky, v ktorej sa náklon lietadla stále zväčšuje a polomer zatáčky sa zase znižuje a končí sa po strmom špirálovom pohybe na zemi. Nakoľko je tento špirálový pohyb pomalý, pretože trvá v rozmedzí desiatok sekúnd až niekoľko minút môžeme ho pripustiť. Špirálový pohyb sa stáva divergentným ak má lietadlo príliš malé vzopätie krídla a veľké zvislé chvostové plochy. Tento pohyb môže byť aj stabilný, tomu zase hovoríme špirálová konvergencia a v tomto prípade má vychýlené lietadlo tendenciu pomalým pohybom sa vrátiť do pôvodnej polohy. Tretí typ stranového pohybu sú stranové kmity. Pri tomto pohybe sa periodicky menia tri pohyby a to: vybočenie klonenie a zatáčanie. Taktiež ako špirálový pohyb môžu byť konvergentné a divergentné, ale na rozdiel od neho sú stranové kmity pomerne rýchle a divergentné stranové kmity spôsobujú vážnu prekážku v riadení, ktorá by sa nemala objaviť počas bežných letových podmienok, preto tieto kmity musia byť riadne utlmené. Tlmenie stranových kmitov sa zhoršuje vo veľkých výškach a pri malých rýchlostiach (zväčšovaním súčiniteľa vztlaku), nevhodným rozmiestnením nákladu lietadla, veľkým vzopätím krídel a malou plochou zvislých chvostových plôch. Toto sa však konfrontuje so špirálovým pohybom, kde kmitanie vyvolávali práve veľké chvostové plochy, ale nakoľko je špirálový pohyb žiaduci z hľadiska obratnosti lietadla používajú sa čo najväčšie zvislé chvostové plochy hlavne na stíhacích lietadlách. [3]

7.2 Stranová ovládateľnosť

Stranová ovládateľnosť sa zabezpečuje zásahmi krídelok a smerového kormidla, ktoré sú nutné v prípadoch, kedy je lietadlo nesúmerné, nesúmerne ofukované vrtuľovým prúdom alebo v iných prípadoch nesúmernosti počas letu. Nesúmerné lietadlá sa v bežnej praxi vyskytujú len zriedka a výrobné odchýlky sa vyrovnávajú odtokovými hranami kormidiel počas zalietavania lietadla. Častejším prípadom asymetrie je nesúmerné ofukovanie lietadla vrtuľovým prúdom, čo sa vyrovnáva vychyľovaním smerového kormidla a reakčný moment vrtule, ktorý sa vyrovnáva krídelkami. Tieto výchyľky sú obvykle také malé, že ich stačí vyrovnávať vyvažujúcimi plôškami na smerovom kormidle a krídelkách. Oveľa horším prípadom je asymetrický let viacmotorových lietadiel keď je jeden motor mimo prevádzku, čo nazývame let s asymetrickým ťahom. V takom prípade sú najčastejšie používané dve varianty letu a to let bez náklonu, kedy musí pilot vytočiť zvislé chvostové plochy aby ich zatáčavý moment vyrovnal moment spôsobený ťahom motora, a let bez vybočenia, kedy vyrovnávame lietadlo pomocou krídelok náklonom na stranu pracujúceho motora bez pomoci zvislých chvostových plôch. V praxi sa najčastejšie používa let bez náklonu, nakoľko je ľahšie kontrolovateľný ale má väčší aerodynamický odpor, čo je nevýhoda pri malých rýchlostiach, pretože lietadlo má väčšiu náchylnosť k pádu na krídlo. Let bez vybočenia má však nevýhodu v zhoršenej udržateľnosti náklonu lietadla. [3]

7.3 Pričná obratnosť

Priečna obratnosť závisí na maximálnej uhlovej rýchlosti klonenia, ktorá je vyvodzovaná pomocou krídelok. Tie vytvárajú klonivý a klonivo tlmiaci moment. Klonivý moment otáča lietadlom v požadovanom smere, ale je brzdený klonivo tlmiacim momentom, ktorý obmedzuje rýchlosť klonenia na určitú hodnotu. Táto hodnota závisí od rýchlosti lietadla a výchyľky krídelok, ktorú je schopný pilot pri tejto rýchlosti udržať, pretože čím je rýchlosť vyššia, tým musí pilot väčšou silou tlačiť na riadiacu páku. Z tohto dôvodu sa aj uhlová rýchlosť klonenia rýchlosťou znižuje. Okrem priaznivých momentov sa počas klonenia objavujú aj nepriaznivé, ktoré sa snažia nakloniť lietadlo počas klonenia na opačnú stranu ako je požadované. Tieto momenty sú zatáčavé, z ktorých je jeden vyvolaný uhlovou rýchlosťou klonenia a druhý je zapríčinený rozdielnym odporom vychýlených krídelok. Nakoľko klonivo zatáčavý moment znižuje účinnosť krídelok, tak tento nepriaznivý vplyv sa najčastejšie odstraňuje zväčšením zvislých chvostových plôch, pretože zabráňujú vybočeniu lietadla. Taktiež sa toto nežiaduce vybočenie odstraňuje vychyľením smerového kormidla o väčší uhol v prípade malých rýchlostí a menší uhol pri veľkých rýchlostiach. [3]

8. Konštrukcia krídel

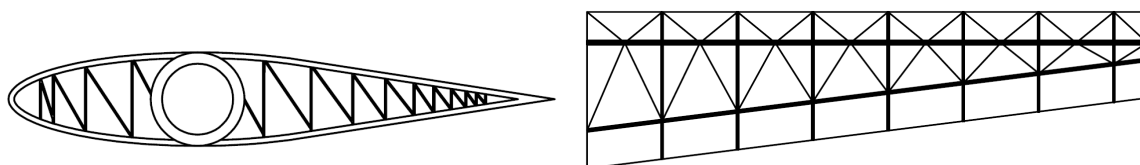
Pri leteckých konštrukciách, v našom prípade pri konštrukcii plochy krídla (alebo chvostovej plochy) sa zaoberáme predovšetkým zaťažením, ktoré má daná plocha prenášať, pre to je dôležité správne určiť hodnotu tohto zaťaženia, ako aj najvýhodnejšie konštrukčné usporiadanie z hľadiska pevnosti, tuhosti a hmotnosti. V prípade chvostových plôch riešime hlavne tieto pôsobiace zaťaženia: [1]

- 1) spojité zaťaženie povrchu krídla od aerodynamických síl
- 2) spojité zaťaženie vlastnou váhou krídla
- 3) sústredené zaťaženie počas obratu, vzletu a pristávania lietadla

V prípade spojitých zaťažení určujeme veľkosť a rozloženie po ploche krídla a pri sústredených zaťaženiach sa zameriavame na veľkosť, smer a pôsobisko sily. všetky tieto zaťaženia môžu byť buď prenášané alebo neprenášané potahom alebo tzv. geodetickými konštrukciami. [1]

8.1 Konštrukcie bez nosného potahu

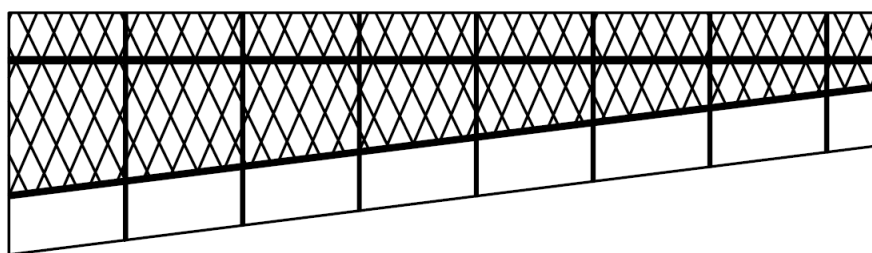
Konštrukcie bez nosného potahu prenášajú iba tlak od aerodynamického zaťaženia dovnútra krídla na nosníky, ktoré môžu byť buď v podobe skriňových nosníkov (*obrázok*) alebo priestorových výstuh pomocou priehradovej konštrukcie (*obrázok*). V týchto konštrukciách sa ako potah krídla používajú tkaniny, ktoré sa natiahnu na konštrukciu. Takýto spôsob konštrukcie sa používal približne do 30. rokov 20. storočia, v súčasnosti ho môžeme vidieť len zriedka na ľahkých lietadlách. [1]



naľavo obr. 8.1 konštrukcia pomocou skriňových nosníkov, napravo obr. 8.2 priehradová konštrukcia [1]

8.2 Geodetické konštrukcie

Tento typ konštrukcie by sa dal definovať ako priehradová škrupina, pretože jeho profil je tvorený tiahkami a vzperami pospájanými do kríža (*obrázok*), ktoré sú umiestnené po celom obvode krídla. Tieto konštrukcie majú veľkú výhodu v tom, že aj po značnom porušení potahu krídla je lietadlo naďalej schopné letieť, čo sa využívalo na vojenských lietadlách počas druhej svetovej vojny. [1]



obr. 8.3 geodetická konštrukcia aerodynamického profilu [1]

8.3 Konštrukcie s nosným potahom

Tieto konštrukcie prišli spolu so zavedením plechových potahov krídel. Tieto potahy na rozdiel od plátna môžu do istej miery prenášať zaťažujúce namáhanie krídel. Plechové potahy spočiatku slúžili iba ako potah torznej skrine, zvyšok krídla naďalej pokrývala tkanina, neskôr sa prešlo ku celokovovému krídlu, ktoré tak tvorí tenkostennú konštrukciu. Podľa konštrukčného riešenia delíme tenkostenné konštrukcie na [1]:

- 1) nosníkové
- 2) nosníkové pološkrupiny
- 3) pološkrupiny
- 4) škrupiny

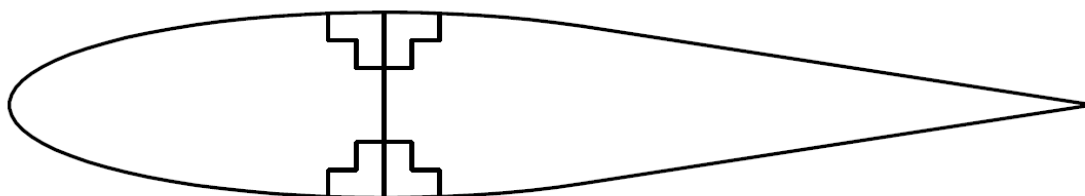
8.3.1 Nosníkové konštrukcie

V prípade nosníkových konštrukcií ďalej rozlišujeme jednonosníkové alebo dvoj- a viacnosníkové prevedenie a pološkrupiny delíme na jednostojinové, dvoj- a viacstojinové alebo sa môžeme ešte stretnúť aj s prevedením bez stojín. [1]

Nosníkové konštrukcie sa skladajú z pásnic, ktoré zachytávajú ohybový moment krídla a sú uchytené na vnútornej časti povrchu krídla a stojiny, ktorá oddeľuje časti krídla a vytvára tým tzv. torznú skriňu, ktorá zachytáva krútenie krídla. Okrem pásnic môžu byť v krídle umiestnené aj pozdĺžne výstuhy, v takom prípade hovoríme o nosníkovej

pološkrupine, ak tam tieto výstuhy nie sú, nazývame krídlo nosníkovým. Ak nosník neprenáša ohybový moment na uchytenie krídla k trupu tak tento nosník nazývame pomocným nosníkom, avšak jeho stojina môže oddelovať komory v krídle a vytvárať tak ďalšiu torznú skriňu. [1]

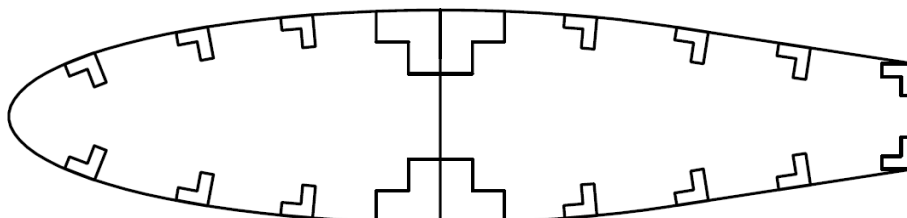
Zo zväčšovaním veľkosti a zaťaženia je výhodnejšie použiť dvojnosiťové konštrukcie, ktoré sú zväčša konštruované s dvoma torznými skriňami nakoľko jednonosiťová konštrukcia zo zvyšovaním tuhosti začína byť príliš ťažká. [1]



obr. 8.4 nosníková konštrukcia [1]

8.3.2 Nosníkové pološkrupinové konštrukcie

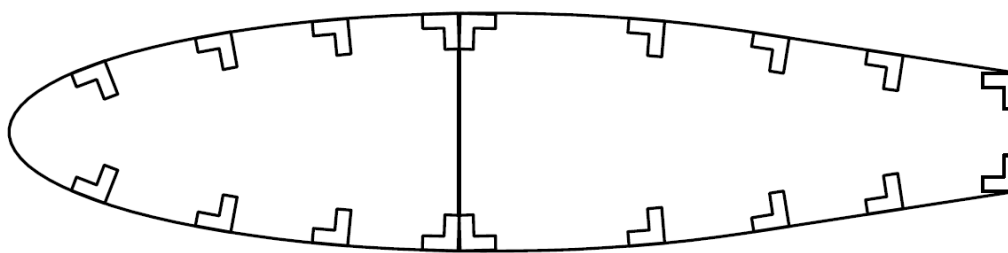
Nosníkové pološkrupiny sa objavujú na lietadlách častejšie ako pomocný nosník. Ide o konštrukciu aerodynamického profilu, kde sa vo vnútri nachádza nosník a po obvodu sú umiestnené pozdĺžne výstuhy, ktoré sú buď rozdelené rebrami a vtedy slúžia hlavne na zabezpečenie poťahu voči krutu, alebo sú pozdĺž celého profilu, kedy nahrádzajú pomocný nosník a pomáhajú prenášať aj ohybový moment. Výhoda nosníkovej pološkrupiny spolu s nosníkovou konštrukciou oproti pološkrupinám a škrupinám je v uchytení k trupu, kde stačí niekoľko čapových spojov na uchytenie profilu k trupu. [1]



obr. 8.5 nosníková pološkrupinová konštrukcia [1]

8.3.3 Pološkrupinové konštrukcie

Pološkrupinové profily sú konštrukčne riešené tak, že namiesto pásnic nosníkov sú na profile husto uchytené pozdĺžne výstuhy a príložky, medzi ktorými sa uchytávajú stojiny. Namiesto torznej skrine sa tak v profile nachádza nosná skriňa, ktorá prenáša naraz ohyb aj krut. Tieto profily sa prichytávajú k trupu lietadla prírubami, čo je niekoľkobodové spojenie po obvode profilu. [1]

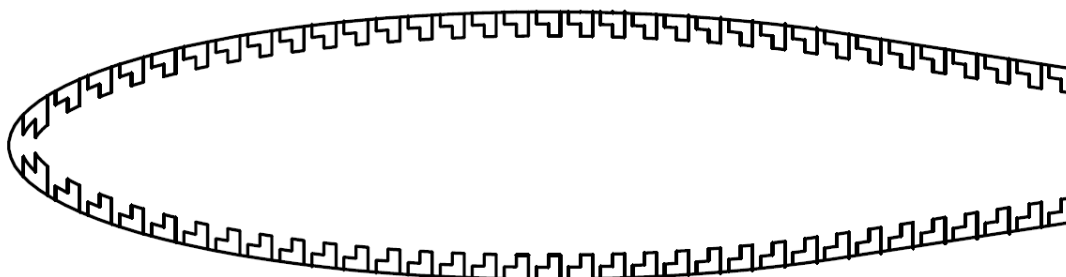


obr. 8.6 pološkrupinová konštrukcia [1]

8.3.4 Škrupinové konštrukcie

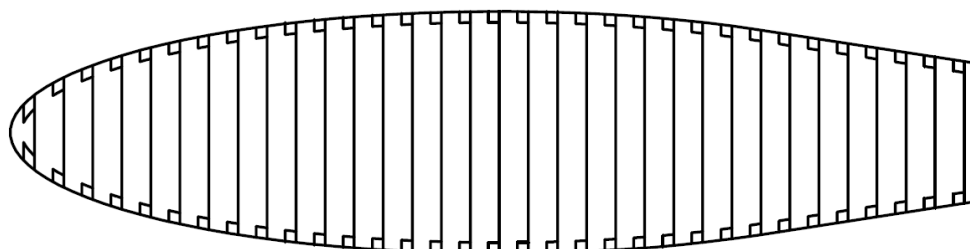
Škrupinová konštrukcia sa vyznačuje tým, že potáh prenáša celý ohybový aj krútiaci moment. Ich konštrukcia sa delí na pozdĺžne vystuženú, integrálnu a sendvičovú. [1]

Pozdĺžne vystužená konštrukcia – je to konštrukcia s veľmi hustým usporiadaním pozdĺžnych výstuh. Pozdĺžne výstuhy musia byť veľmi blízko pri sebe z toho dôvodu, aby boli schopné rovnomerne prenášať ťahové napätie od ohybu ako aj tlakové napätie medzi rebrami potáhu. [1]



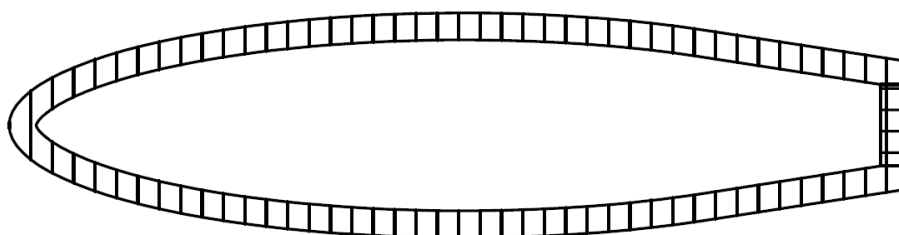
obr. 8.7 pozdĺžne vystužená konštrukcia [1]

Integrálna konštrukcia – využíva sa pre tenké profily nadzvukových lietadiel. Poťah je vyfrézovaný spolu s pozdĺžnymi nosníkmi z jedného kusu materiálu, čo má výhodu v znížení počtu spojov a presnom dodržaní obrysov, ale taktiež nevýhodu v zložitosti výroby a vyššej rýchlosti šírenia trhlin. [1]



obr. 8.8 integrálna konštrukcia [1]

Sendvičová konštrukcia – je zložená z dvoch tenkých profilov blízko pri sebe, ktoré sú navzájom pospájané jadrom. Tento profil má veľkú výhodu v ľahkosti a tuhosti, nevýhoda je v slabej odolnosti voči rázovému porušeniu a obtiažnom opravovaní. [1]



obr. 8.9 sendvičová konštrukcia [1]

Škrupinové a pološkrupinové konštrukcie aerodynamických profilov sa uplatňujú tam, kde je potreba prenášať veľké zaťaženie krídel. Ich výhoda je v tom, že môžu prenášať zaťaženie celým povrchom, na rozdiel od profilov s nosníkom, kde veľké zaťaženie požaduje veľké prierezy pásnic, čo je nevýhodné z hľadiska hmotnosti. [1]

9. Konštrukcia chvostových plôch

Konštrukcia chvostových plôch je takmer rovnaká ako konštrukcia krídla, nakoľko chvostové plochy prenášajú podobné zaťaženie ako krídla. Čo sa týka rozdielov, tak pri vodorovných chvostových plochách sa oveľa častejšie ako pri krídlach volí nedelená konštrukcia, pri ktorej sú obe krídla napevno spojené jedným alebo viacerými nosníkmi a umiestňuje sa do trupu lietadla. V prípade vodorovných chvostových plôch rozdelených na dve samostatné krídla sú umiestnené buď na trupe lietadla, kde šetria priestor v trupe (klasické usporiadanie vodorovných chvostových plôch), alebo na zvislej chvostovej ploche (T – chvostové plochy). V prípade uchytenia na zvislej chvostovej ploche je aj tá delená v mieste uchytenia. Zvislé chvostové plochy sú v prevažnej väčšine prípadov konštruované v jednom celku aj s trupom, ak sú oddelené od trupu, tak hneď na začiatku ako sa stýkajú s trupom. Kýlové plochy a stabilizátory sa v prevažnej miere navrhujú ako jedno – alebo dvojnosiťové. [4]

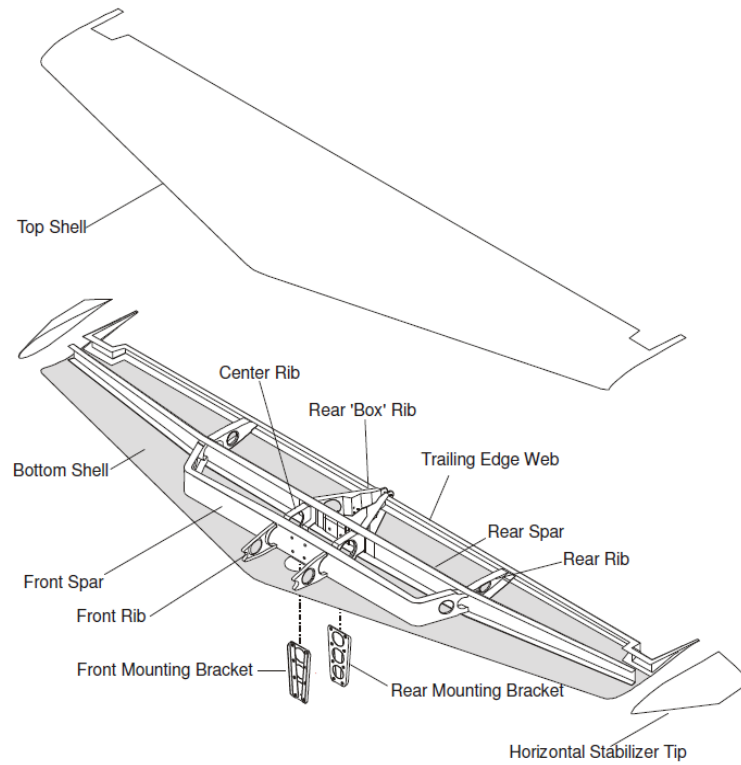
9.1 Stabilizátory

Dvojnosiťové stabilizátory sú riešené tak, že jeden nosník je vpredu, tesne za nábežnou hranou a druhý je úplne vzadu a slúži taktiež na uchytenie kormidla. Stabilizátory konštruované ako jednonosiťové využívajú pomocný nosník, ktorý je umiestnený vpredu a tiahne sa iba po určitej šírke krídla. Jednonosiťové stabilizátory s pomocným nosníkom sa využívajú hlavne pri ľahších lietadlách, kde sily na stabilizátor nie sú až také veľké. [4]

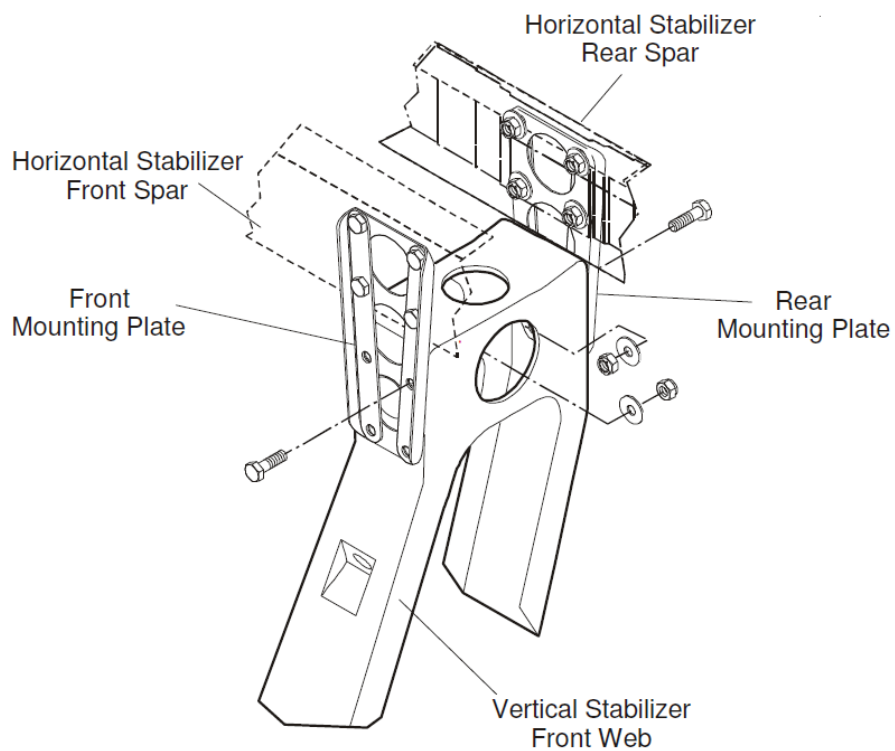
Pri rýchlych podzvukových a nadzvukových lietadlách sa využívajú šípové chvostové plochy, ktoré sa líšia od priamych iba v zosilnených rebrách v miestach blízko koreňa stabilizátora. [4]

V prípade supersonických lietadiel s plávajúcimi chvostovými plochami nie sú nosníkové konštrukcie dostatočné, takže sa prechádza na pološkrupinové konštrukcie alebo konštrukcie s integrálnym potahom. [4]

Konštrukcia Chvostových plôch



obr. 9.1 konštrukcia stabilizátora lietadla Diamond DA40[5]

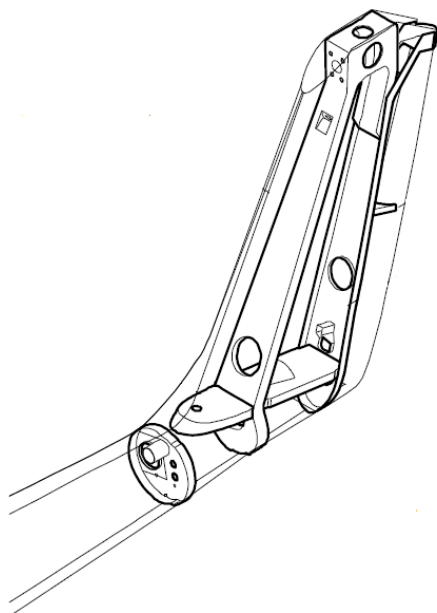


obr. 9.2 uchytenie stabilizátora na kýle lietadla Diamond DA40 (T – chvostové plochy)[5]

9.2 Kýlové plochy

V prípade kýlových plôch sa konštrukcia nijak výrazne neodlišuje od vodorovného stabilizátora. Preto sa tu môžeme tak isto stretnúť s jedno – aj dvojnásíkovými konštrukciami. Pre jednonosníkové konštrukcie sa tu opäť využíva pomocný nosník, ktorý môže byť buď po celom rozpätí alebo iba po určitej časti rozpätia. Kýl môže byť s trupom spojený buď prostredníctvom kovania, alebo môže byť súčasťou trupu ako celku kde je vytvorený pomocou predĺžených trupových prepážok. V prípade veľkých rozmerov kýlu sú prepážky tvorené dvoma kusmi spojenými pomocou nitov alebo šróbov. [4]

Vzhľadom k menším zaťaženiám sú ako stabilizátory, tak aj kýlové plochy jednoduchšie z hľadiska konštrukcie ako krídla. [4]



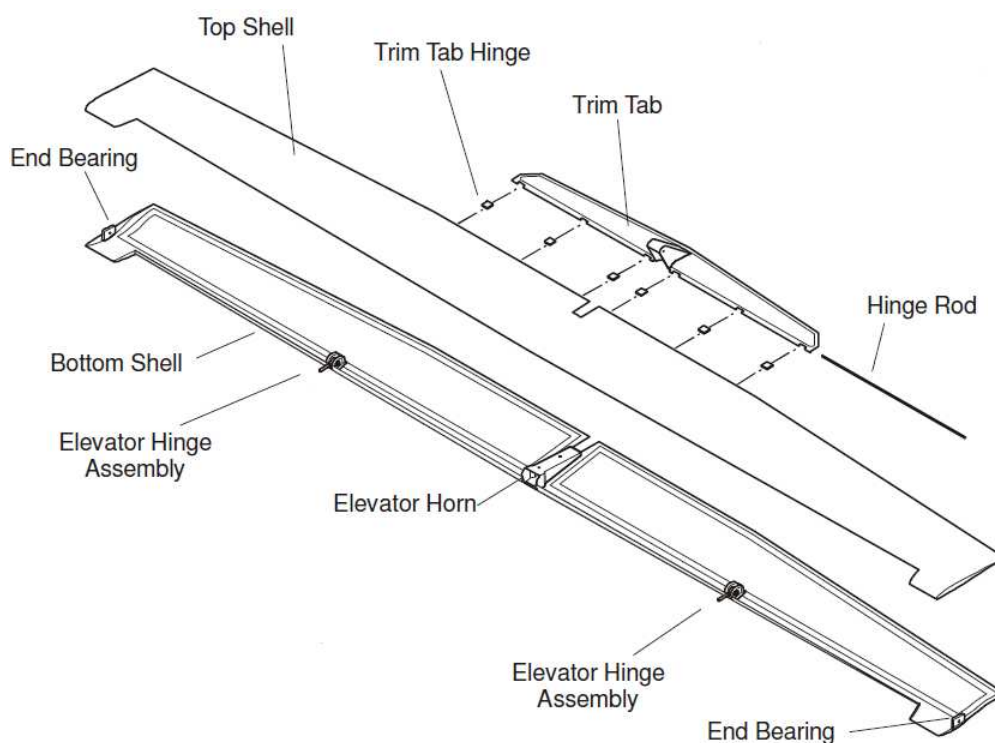
obr. 9.3 konštrukcia kýlu lietadla Diamond DA40 [5]

9.3 Výškové a smerové kormidlá

V prípade vodorovných chvostových plôch sa väčšinou nedá doceliť aby kormidlá boli ako jeden celok, takže musia byť delené. Pritom môžu byť ovládané buď každé samostatne, alebo spojené, napríklad trúbkou, ktorá prenáša ako krútiaci tak aj ohybový moment. [4]

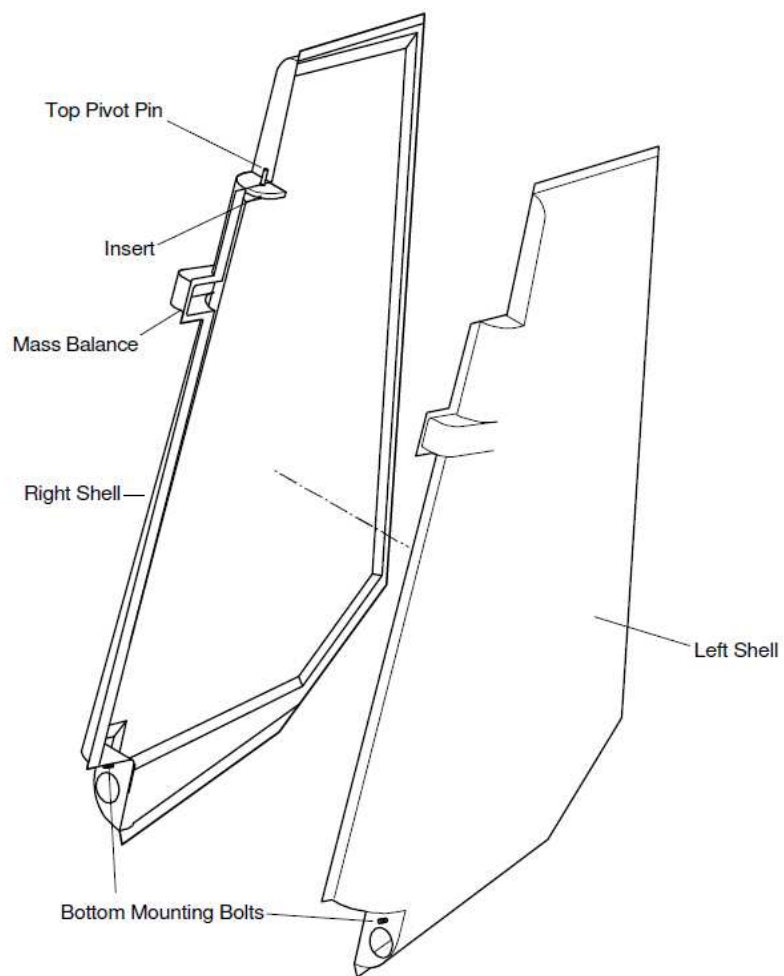
Pre zaistenie ovládania šípových kormidiel sa používajú kardany, nakoľko osy týchto kormidiel sa pretínajú pod určitým uhlom a sú ovládané iba jedným tiahom. [4]

Ak sú výškové kormidlá uchytené na smerových, tak sa tak isto ako v prípade výškových kormidiel volí medzi dvoma možnosťami a teda buď ovládať každú časť kormidla samostatne, alebo ich pomocou spojovacieho elementu (znova sa najčastejšie volí trúbka) spojiť do jedného celku. Ak nie je potreba vysokej výrobnéj presnosti, tak sa v mieste prerušenia smerového kormidla vkladá kardan, čo zaisťuje ovládateľnosť kormidla aj pri určitej výchylke jeho osí. [4]



obr. 9.4 konštrukcia výškového kormidla lietadla Diamond DA40[5]

Konštrukcia Chvostových plôch



obr. 9.5 konštrukcia smerového kormidla [5]

10. Záver

Cieľom tejto bakalárskej práce bolo priblížiť čitateľovi ako účel, tak aj konštrukciu chvostových plôch lietadla, ktoré sú nevyhnutné na udržanie stability a ovládateľnosti celého lietadla. V úvode som stručne opísal pojmy, ktoré sa mi javili dôležité pre ďalšie pochopenie mnou písaného textu zo strany čitateľa. Nasledujúca kapitola bola venovaná opisu usporiadania chvostových plôch, ich výhody a nevýhody k čomu som priložil či už obrázky reálnych lietadiel alebo prototypov na ktorých bola daná koncepcia použitá. V ďalších troch kapitolách boli opísané možnosti redukcie síl na kormidlo pomocou aerodynamického odľahčenia a vyváženia, ktoré sa tu spomína buď pomocou aerodynamických síl, teda prídavným vyvolaním dodatočného aerodynamického odporu na kormidle alebo tiažovou silou pomocou závaží. Ďalej som pokračoval letovými vlastnosťami, ktorými by sa malo lietadlo vyznačovať, ale aj chybami spôsobenými zlým návrhom a ich následnými príznakmi. Predposledná kapitola je venovaná rôznym typom konštrukcie krídla, nakoľko taká istá konštrukcia sa používa aj pri chvostových plochách. Posledná kapitola má za úlohu bližšie popísať konštrukciu a uchytenie chvostových plôch k trupu lietadla.

11. Zoznam použitých zdrojov

Knižné zdroje

- [1] Ing. SLAVÍK, S. CSc. Stavba letadel, 1. vydanie ČVUT Praha – 1997, ISBN 80-01-01671-4
- [2] SULŽENKO, M. N. Konstrukce letadel, Preklad – KUDRICKÝ, P., 1. vydanie Praha – Státní nakladatelství technické literatury, 1953
- [3] Ing. DANĚK, M. Aerodynamika a mechanika letu pro piloty a techniky, Praha – 1958
- [4] doc. Ing. PÁVEK, J. CSc., doc. Ing. KOPŘIVA, Z. CSc. Konstrukce a projektování letadel I., ČVUT Praha – 1982
- [5] Diamond DA40 Maintenance Manual, Diamond Aircraft Industries, Wiener Neustadt, Austria 2003

Internetové zdroje

- [6] K8 Aeronautics internet textbook [online] posledná revízia 1998, dostupné z :
<http://wings.avkids.com/Book/Vehicles/gallery.html>
- [7] Strategic-air-command.com [online] posledná revízia 2003, dostupné z:
http://www.strategic-air-command.com/aircraft/fighter/f82_twin_mustang.htm
- [8] World War II [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
<http://www.worldwar02.com/2010/10/17/l/>
- [9] DesktopNexus [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
<http://aircraft.desktopnexus.com/wallpaper/148217/>
- [10] SME blog [online] posledná revízia 2009, dostupné z:
<http://culak.blog.sme.sk/c/188689/Je-starnutie-vojenskych-lietadiel-skutocne-iba-ruskym-problemom.html>
- [11] Avionslegendaries.com [online] posledná revízia 2010, dostupné z:
<http://www.avionslegendaires.net/aerospatiale-mbb-c-160-transall.php>

- [12] Wikipedia the free encyclopedia [online] posledná revízia 2008, dostupné z:
http://en.wikipedia.org/wiki/File:Alenia_C-27J_%28Pratica_di_Mare%29_edit1.jpg
- [13] Flightstory.net [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
<http://blog.flightstory.net/1437/watch-a400m-first-flight/>
- [14] efluids.com [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
<http://media.efluids.com/galleries/chemical?medium=257>
- [15] Forcesmilitary [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
<http://forcesmilitary.blogspot.com/2010/09/f-117-ni-ghthawk.html>
- [16] Disneo-art.com [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
http://www.diseno-art.com/encyclopedia/strange_vehicles/lockheed_xfv-1_salmon.html
- [17] Combataircraft.com [online] posledná revízia 2009, dostupné z:
<http://www.combataircraft.com/en/Military-Aircraft/Northrop-Grumman/B-2-Spirit/>
- [18] Wikipedia the free encyclopedia [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
http://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_YB-35
- [19] Israel Matzav [online] posledná revízia 2010, dostupné z:
<http://israelmatzav.blogspot.com/2010/08/us-selling-f-15s-to-our-friends-saudis.html>
- [20] Listoid [online] posledná revízia 2011, dostupné z:
<http://www.listoid.com/list/25/page2>